

Desain Kontrol Altitude Hold Pada Miniature Aerial Vehicle (MAV)

Bima Sena Bayu D., One Setiaji, Adytia Darmawan
Politeknik Elektronika Negeri Surabaya
Kampus PENS-ITS Sukolilo, Surabaya
bima@eepis-its.edu
onesetiaji@eepis-its.edu

Abstrak

Teknologi wahana terbang tanpa awak atau lebih dikenal dengan istilah unmanned aerial vehicle (UAV) beberapa dekade belakangan ini telah menarik banyak peneliti untuk pengembangannya. Melihat minimnya penelitian yang dilakukan berkaitan dengan topik ini dan pemanfaatannya secara khusus di Indonesia maka melalui tugas akhir ini penulis berharap dapat memberikan sumbangan pemikiran untuk pengembangan teknologi UAV di Indonesia. Pada proyek akhir ini UAV yang digunakan jenis Coaxial Miniature Aerial Vehicle (MAV) helikopter. MAV dalam proyek akhir ini dapat dikontrol dari Ground Segment dengan mengatur secara manual untuk gerak elevator, roll, maupun yaw. Data-data sensor maupun data kendali dalam eksperimen dikirimkan ke ground segment. PID digunakan untuk kendali MAV untuk tetap menjaga ketinggian secara otomatis dengan data umpan balik dari sensor sonar. Dari pengujian yang telah dilakukan didapatkan rata-rata error MAV untuk menjaga ketinggian sebesar 31,91%.

Kata kunci : Ground Segment , Sensor, MAV helikopter, kendali PID Eksperimen.

I. PENDAHULUAN

UAV (Unmanned Aerial Vehicle) merupakan kendaraan udara tak berawak, UAV adalah wahana terbang skala kecil tidak berawak. UAV dapat dikendalikan dari jarak jauh menggunakan kendali radio (radio-kontrol) maupun terbang secara mandiri tanpa adanya interferensi dari luar. Teknologi UAV mempunyai potensi pengembangan yang besar di masa depan, salah satu faktor pendukungnya, misalnya semakin dibutuhkan teknologi penolong dalam keadaan bahaya yang tidak dapat melibatkan manusia secara langsung. Contoh aplikasinya misalnya untuk keperluan pengintaian musuh, daerah berbahaya, perbatasan, pengamatan dan penelitian keadaan atmosfer, hutan, laut, untuk keperluan pengambilan gambar dan pemetaan udara, dll. Melihat minimnya penelitian tentang UAV dan pemanfaatannya terutama di Indonesia, yang mempunyai wilayah yang luas dan kontur alam yang beragam, maka melalui Tugas Akhir ini, penulis berharap

dapat memberikan sumbangan pemikiran sebagai salah satu batu loncatan untuk pengembangan teknologi UAV terutama di Indonesia.

Helikopter skala kecil mempunyai sensitivitas yang lebih tinggi terhadap masukan kendali dibandingkan dengan wahana terbang tanpa awak konvensional. Sebuah UAV harus dapat melaksanakan misi yang ditugaskan padanya dengan baik dan tepat. Untuk dapat melaksanakan misinya tersebut, maka dirancanglah suatu sistem kendali yang bertujuan supaya UAV mampu mengatur sikapnya (attitude). Dalam tugas akhir ini dirancang desain kontrol untuk menjaga ketinggian terbang atau altitude hold sebuah Miniature Aerial Vehicle (MAV) jenis coaxial helikopter.

II. TEORI PENUNJANG

Dalam desain kontrol pergerakan dan keseimbangan UAV helikopter ini dibutuhkan beberapa sensor sebagai umpan balik data yang akan diolah. Metode kontrol yang digunakan adalah PID. Data gyro dan sonar digunakan sebagai data umpan balik secara terus menerus, dengan umpan balik ini diharapkan bisa menghadapi perubahan-perubahan proses dari waktu ke waktu. Helikopter RC yang digunakan jenis Big lama Coaxial helikopter



Gambar 2.1 Big Lama Coaxial Heli

Spesifikasi :

- 1). Main rotor diameter: 460 mm
- 2). Weight: 410g
- 3). Size: Length: 510mm, width: 110mm, height: 260mm
- 4). Servo: Digital servos 7.5g, Torque: ≥ 1 kg.CM, Speed: 0.1S/600
- 5). Battery: 11.1V 800mAh Li-polymer battery.

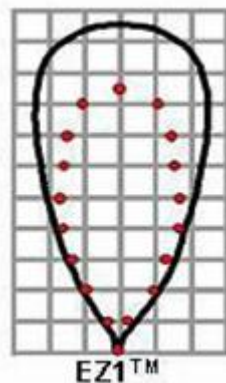
Sensor Sonar

EZ1 produk MaxBotix dapat mendeteksi objek dalam jarak 0 inci – 254 inci. Modul MaxSonar-EZ1 ini dapat mengukur jarak objek dengan ketelitian 1 inci untuk

jarak 6 inci – 254 inci. Sonar ini nantinya digunakan untuk mendeteksi ketinggian. Konsumsi daya minimal 2mA, berat 4,3 gram. Keluaran tegangan analog dengan faktor skala ($V_{cc}/512$) per inci. Bila sumber 5V maka menghasilkan 9.8mV/in[5].



Gambar 2.2 LV-MaxSonar EZ1



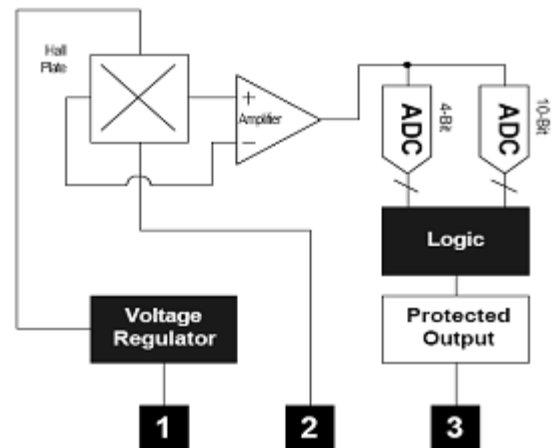
Gambar 2.3 Sonar beam dispersion [5]

Hall Effect Sensor tipe MLX 90217



Gambar 2.4 Hall Effect Sensor MLX 90217

Sensor Hall effect pada proyek akhir ini digunakan untuk mendeteksi kecepatan putar pada rotor blade.



Gambar 2.5 Diagram fungsional hall effect sensor MLX90217[9]

Pada sistem sensor ini terintegrasi rangkaian pengolahan data dari analog to digital. Pada diagram keluaran hall effect dikuatkan oleh amplifiier kemudian data analog dirubah menjadi data digital menggunakan ADC. Data logic hasil dari MLX90217 berupa jumlah pulsa.

Motor

Motor digunakan untuk menggerakan 2 blade helikopter. Sehingga disini terdapat 2 motor Tipe motor pada heli yang dipakai yaitu Esky 370 Motor w/12T EK1-0008B .



Gambar 2.6 Esky 370 Motor w/12T EK1-0008B .

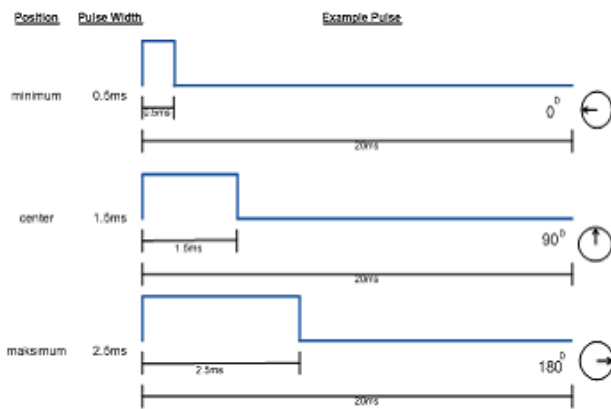
Motor Servo

Motor servo adalah motor yang mampu bekerja dua arah (CW dan CCW) dimana arah dan sudut pergerakan rotornya dapat dikendalikan hanya dengan memberikan pengaturan duty cycle sinyal PWM pada bagian pin kontrolnya.



Gambar 2.7 Motor Servo

Mode pensinyalan motor servo :

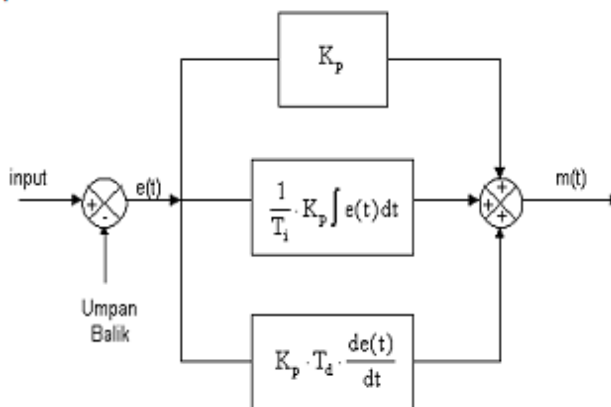


Gambar 2.8 Pensinyalan Motor Servo[1]

Gambar pertama menunjukkan sebuah pulsa periodik dengan lebar 1,5 ms diberikan kepada motor RC Servo. Motor RC Servo sekarang akan bergerak dari posisi sebelumnya ke posisi tengah 90 derajat. Jika lebar pulsa periodik ini diubah dari 1,5 ms menjadi 1 ms secara mendadak, maka motor servo tersebut dengan cepat bergerak melawanan arah jarum jam menuju ke posisi 0 derajat. Jika dari lebar pulsa 1 ms diubah menjadi 2 ms secara mendadak pula, maka posisi motor Servo dengan cepat bergerak menurut arah jarum jam menuju posisi 180 derajat.

Kontrol PID

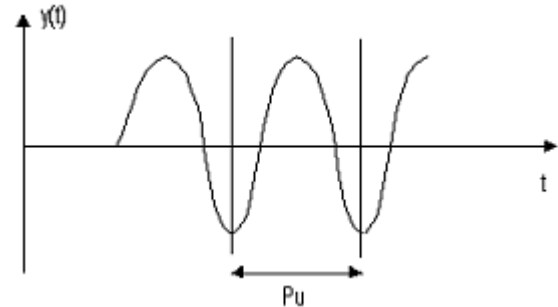
PID (Proportional–Integral–Derivative controller) merupakan kontroler untuk menentukan presisi suatu sistem instrumentasi dengan karakteristik adanya umpan balik pada sistem. Komponen kontrol PID ini terdiri dari tiga jenis yaitu Proportional, Integratif dan Derivatif..[1] Elemen-elemen kontroler P, I dan D bertujuan untuk mempercepat reaksi sebuah sistem, menghilangkan offset dan menghasilkan perubahan awal yang besar (Guterus, 1994, 8-10).



Gambar 2.9 Blok diagram kontroler PID analog[1]

Metode Ziegler Nichols

Metode Ziegler Nichols adalah metode untuk menentukan nilai konstanta PID apabila tidak diketahui pemodelan matematika dari sistem. Metode ini bertujuan untuk pencapaian maximum overshoot (MO) : 25 % terhadap masukan step. Metode Ziegler Nichols mempunyai 2 jenis, yaitu kurva reaksi dan osilasi. Yang akan digunakan pada sistem ini adalah metode osilasi sebab yang dikontrol adalah perubahan error.



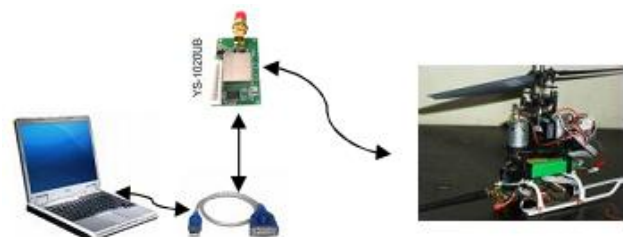
Gambar 2.10 Gambar Osilasi Sistem [1]

Tabel 2.1 Tabel Ziegler Nichols [1]

Tipe Kendali	K_p	K_i	K_d
P	$0,5 \cdot K_u$		
PI	$0,45 \cdot K_u$	$1/2 P_u$	
PID	$0,6 \cdot K_u$	$0,5 P_u$	$0,125 P_u$

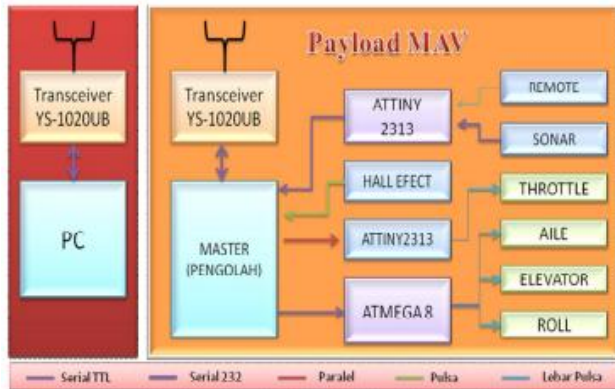
III. PERANCANGAN SISTEM

Secara umum, rancangan sistem yang dibuat adalah tampak pada gambar dibawah ini.



Gambar 3.1 Blok diagram UAV helikopter

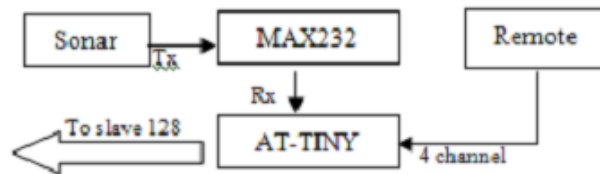
Pada perancangannya data ketinggian akan dikirimkan dari komputer (blok Ground Segment) ke UAV heli, kemudian data akan diolah pada muatan pada UAV helikopter untuk menjaga ketinggian dalam proses keseimbangannya. Konfigurasi perancangan secara blok diagram sebagai berikut.



Gambar 3.2 Diagram blok alur data pada sistem UAV

Sistem Sensor

Pada blok diagram alur data pada sistem UAV terlihat sensor yang digunakan antara lain sensor sonar, gyro, kompas dan hall effect. Interface sonar pada perancangan menggunakan serial 232 dan dibaca oleh rx attiny menggunakan konversi usart 232 to TTL yaitu dengan menggunakan IC max 232.

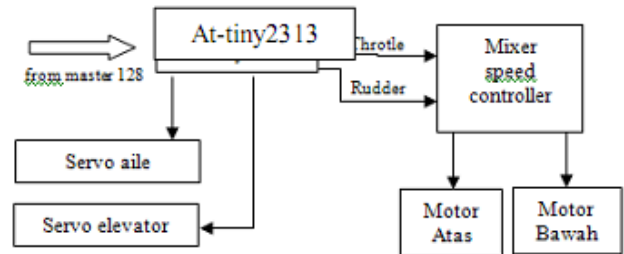


Gambar 3.3 Diagram blok interface sonar dan remote

Untuk pembacaan remote terdapat 4 data yaitu data throttle, rudder, aile, dan elevator. Interface sonar pada perancangan menggunakan serial 232 dan dibaca oleh rx attiny menggunakan konversi usart 232 to TTL yaitu dengan menggunakan IC max 232. Untuk pembacaan remote terdapat 4 data yaitu data throttle, rudder, aile, dan elevator. Data-data tersebut berupa lebar pulsa atau duty cycle. Sehingga kontroller untuk membaca data remote pembacaannya bergantian dan harus menunggu dalam waktu timeout untuk bisa melanjutkan pembacaan data yang lain.

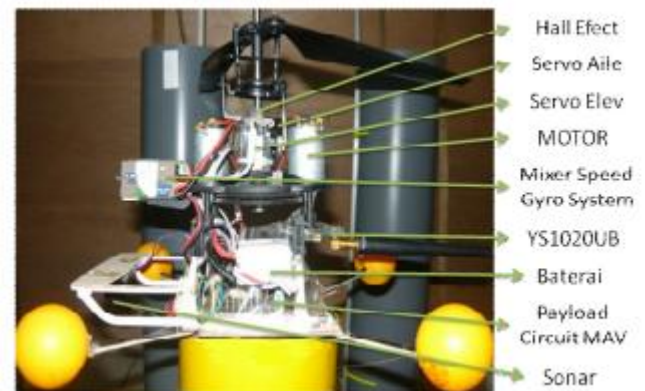
Sistem Aktuator

Pada sistem aktuator, data masing-masing aktuator didapatkan dari pengiriman serial master 128. Data yang ditampung kemudian diolah untuk menggerakkan masing-masing aktuator sesuai data yang dikirimkan oleh master 128.



Gambar 3.4 Diagram blok interface aktuator

Data-data sensor yang terintegrasi pada UAV helikopter dipantau secara terus menerus dengan memonitoring melalui ground segment .



Gambar 3.5 UAV heli tampak samping

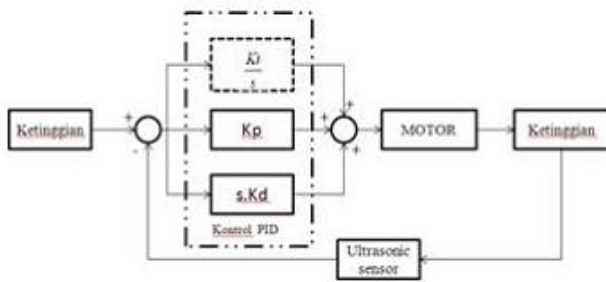
Untuk menggerakkan blade heli dibutuhkan 2 data throttle dan data rudder. Pada schematic data throttle dikirimkan dari master melalui PORTF dan dibaca oleh slave attiny2313 melalui PINB. Untuk data rudder, aile, elevator dipisahkan dan dikirimkan secara serial dari master 128 menuju atmega 8 yang mengatur bagian aktuator.



Gambar 3.7 Program Monitoring UAV heli

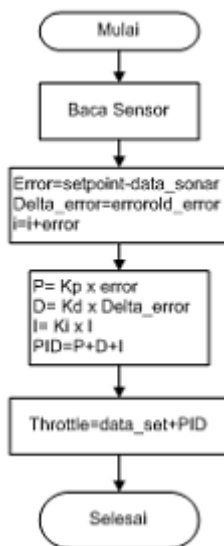
Kontrol PID ketinggian

Kontrol PID yang dibuat adalah dalam bentuk software sehingga dapat memperringkas hardware. Kontrol PID dalam sistem ini digambarkan sebagai berikut:



Gambar 3.8 Blok diagram kontrol PID untuk ketinggian

Dari blok diagram pada gambar 3.8 nilai set point merupakan nilai data masukan dari ground segment. Nilai setting point ini adalah nilai yang menjadi acuan dari pergerakan sistem sehingga data sensor sonar harus sama dengan nilai set point yang telah dikirimkan dari ground segment. Berikut flowchart perancangan PID yang akan dibuat.

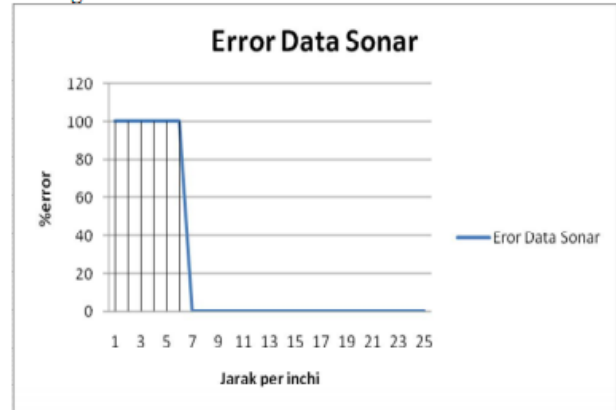


Gambar 3.9 Gambar flowchart kontrol PID

IV. PENGUJIAN

Pengujian Sensor Sonar

Pembacaan dilakukan menggunakan komunikasi serial. Data Sonar di buffer kemudian dirubah dari data ascii to integer.



Gambar 4.1 Error data sonar terhadap jarak

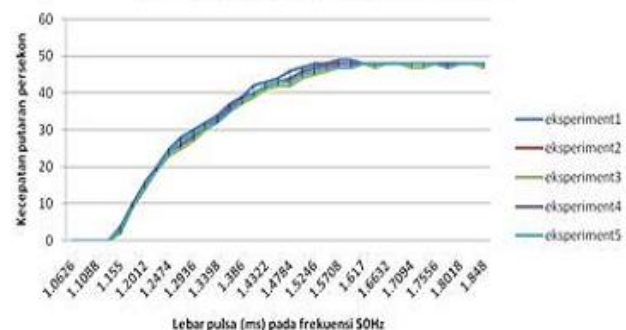
Untuk data dibawah 6 inci data yang terukur tidak stabil atau random. Sehingga dianggap error maksimum. Pada percobaan untuk data sonar dengan pembacaan serial didapatkan bahwa data sonar mulai dideteksi mulai jarak 7 inci akan tetapi untuk jarak lebih dari 6 inci persen eror bisa mencapai 0 persen. Untuk data lebih dari tujuh dan kurang dari delapan, data sonar dideteksi 7 inci. Jadi untuk perubahan data persetengah inci secara aktual, data pada sonar yang terbaca tidak berubah dari data sebelumnya.

Pengujian Pengambilan Data Remote

Tabel 4.1 Rata-rata error tiap percobaan

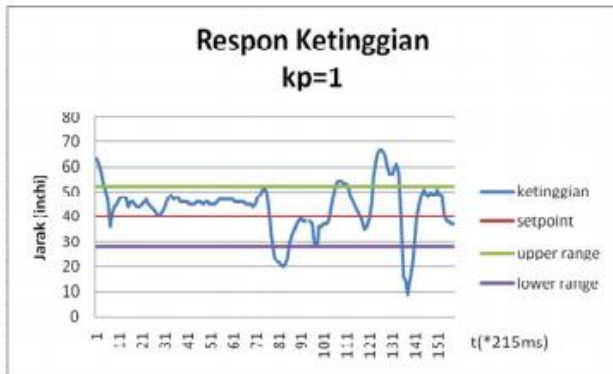
DATA	MIN	CENTER	MAX	Keterangan Arah Remote
Aile	51	67	82	kekiri semakin kecil
Elev	51	65	80	kebawah semakin besar
Rudder	50	66	81	kekiri semakin besar
Throttle	43	51	80	keatas semakin besar

Data pada gambar diatas merupakan data range batas minimum dan maksimum yang boleh diberikan pada aktuator. Data diukur pada receiver remote kontrol. Pengujian kecepatan MAV terhadap lebar pulsa remote yang diberikan sebagai berikut:



Gambar 4.2 Grafik karakteristik kecepatan UAV terhadap data throttle

Untuk pengambilan data kecepatan ini dilakukan 5 kali percobaan. Terjadi perubahan kecepatan ketika lebar data throttle mulai sebesar 1.157ms hingga mulai tidak mengalami perubahan ketika lebar pulsa mulai lebih dari 1.5ms. Dari data kecepatan terlihat maksimal kecepatan yang didapatkan 48 putaran per sekon(rps) bila dirubah dalam putaran permenit (rpm) sekitar 2880 rpm. Percobaan dilakukan didalam ruangan dan dimungkinkan terjadinya pengangkatan atau penyelamatan pada sistem sehingga tidak membahayakan Miniature Aerial Vehicle.



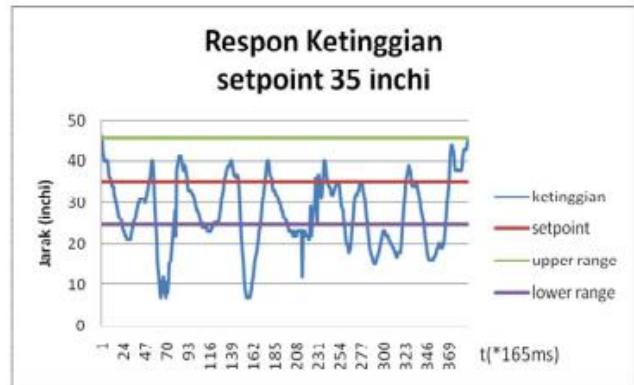
Gambar 4.3 Grafik respon ketinggian Kp=1,Ki=0,Kd=0.

Pada data diatas,data tinggi diset pada ketinggian 35 inchi dan data stabil ketika ketinggian sesuai setpoint didapatkan sebesar 72 atau 1,667ms. Dari grafik range data setpoint sebesar 30% dari data setpoint. Range data ini diperlukan untuk mengetahui keberhasilan sistem ketika terbang untuk menjaga ketinggian jarak terhadap objek dibawahnya.

$$PersenError = \frac{BanyaknyaDataError}{TotalDataSample} \times 100\%$$

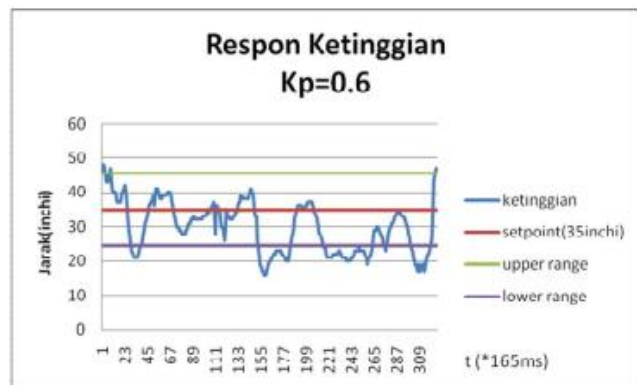
Didapatkan data out of range sebesar 34 dan jumlah sample dalam percobaan sebanyak 157 sehingga didapatkan persen error sebesar:

$$PersenError = \frac{34}{157} \times 100\% = 21.65\%$$



Gambar 4.4 Grafik respon ketinggian pada Kp=1.5,Ki=0,Kd=0.

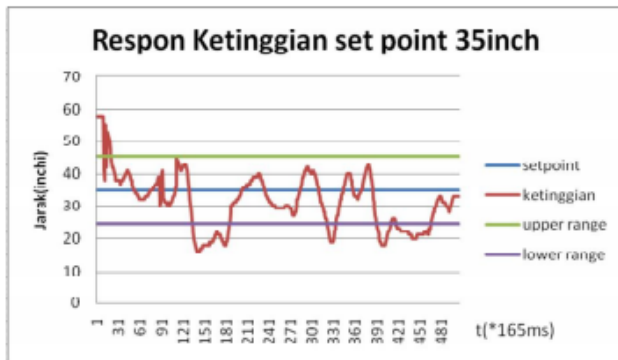
Data grafik respon error data sonar dengan setpoint 35 inchi dengan nilai data setpoint ketika terbang adalah 1.5ms didapatkan grafik cenderung dibawah nilai set point. Hal ini dikarenakan nilai gas set point penentuannya tidak tepat atau nilai gas ketika pada posisi set point kurang besar. Sehingga UAV ketika kondisi pada set point cenderung dibawah 35 inchi akibat daya angkat UAV kurang akibat pembebanan dan kecepatan rotor yang kurang.



Gambar 4.5 Grafik respon ketinggian dengan throttle setpoint = 64

Dari Grafik ketika Kp=0,6 respon menuju setpoint melambat dibandingkan dengan Kp=1. Dilihat dari grafik frekuensi osilasi kp=0,6 relatif lebih kecil dari pada nilai kp=1. Daerah range setpoint sekitar 30% dari nilai setpoint. Jadi upper range sebesar 45,5 dan lower limit sebesar 24,5. Dari data pada grafik diatas didapatkan data out of range sebanyak 118 dari 327 banyaknya sample sehingga persen error yang terjadi pada percobaan ketika Kp=0,6 sebesar:

$$PersenError = \frac{118}{327} \times 100\% = 36.08\%$$



Gambar 4.6 Grafik respon ketinggian pada $K_p=0.6$, $K_d=0.264$

Dari grafik respon diatas didapatkan lebih sedikit adanya perubahan osilasi hanya untuk respon untuk mencapai setpoint relatif lambat atau lama dibanding sebelumnya. Faktor pembebanan pada UAV dan power baterai sangat berpengaruh dalam daya angkat untuk terbang menuju setpoint yang diinginkan.

Dari data gambar diatas bahwa range setpoint sekitar ± 30 persen dari nilai setpoint Ketinggian setpoint sekitar 35inchi sehingga dari data tabel pada grafik diatas dapat diketahui bahwa dari 455 sample, data yang mengalami out of range sebesar 118 data.

$$PersenError = \frac{118}{455} \times 100\% = 25\%$$

Pada perancangan respon dalam mengakses kontroler dilakukan scheduling setiap 20ms. Pada grafik terlihat sistem menuju set point relatif lama. Proses kontrol aktif setiap 20 ms. Hal ini perlu penyesuaian scheduling yang baik apabila sistem dalam terbang tidak menentu.

Tabel 4.2 Rata-rata error tiap percobaan

Percobaan	Total rata-rata error tiap percobaan	Persen error out of range
1	-0.714285714	28.57%
2	10.11640212	42.86%
3	0.652380952	40.40%
4	-2.629807692	12%
5	-0.006535948	19.60%
6	5.116483516	25%
7	-0.409090909	29.29%
8	7.560411311	40.61%
9	5.20795107	36%
10	3.366666667	55%
11	-3.777070064	21.65%

Dari tabel error rata-rata tiap percobaan diketahui nilai total error tiap percobaan terdapat tanda minus(-) ada juga yang plus(+). Untuk data persen error tiap percobaan, pada tabel diatas persen error mengindikasikan tingkat kesalahan MAV heli dalam mempertahankan altitude atau ketinggian pada setpoint yang telah dikirimkan oleh ground segment. Dari tabel rata-rata error tiap percobaan didapatkan data sebagai berikut:

$$\text{Rata-rata total error percobaan} = \frac{Q}{x}$$

$$\text{Rata-persen error percobaan} = \frac{e}{x}$$

Keterangan:

Q = total error rata-rata tiap percobaan

x = jumlah percobaan

e = total persen error tiap percobaan

Sehingga didapatkan tabel seperti dibawah ini:

Tabel 4.3 Rata-rata error percobaan

Rata-rata total error (inchi)	Rata-rata persen error
2.22577321	31.91%

Dari hasil percobaan yang dilakukan rata-rata persen error yang didapatkan sebesar 31,91%. Hal ini bisa dikatakan sistem berhasil menjaga ketinggian dalam percobaan sebesar 68,09%. Untuk total error sebesar 2,22577 inchi, hal ini berarti sistem MAV ketika terbang rata-rata dalam percobaan berada dibawah setpoint ketinggian dalam range setpoint yang ditetapkan.

V. KESIMPULAN

Setelah melakukan tahap perancangan dan pembuatan sistem yangkemudian dilanjutkan dengan tahap pengujian dan analisa maka dapat diambil kesimpulan sebagai berikut :

1. Nilai $K_p=1,5$ mengakibatkan sistem osilasi dengan cepat. Perubahan kecepatan blade terlalu drastis. Dengan $K_p=1$ perubahan kecepatan blade tidak terlalu drastis sehingga responnya menuju setpoint lebih lambat.
2. Nilai $K_p=0,6$ dan $K_d= 0.264$ dan dilakukan scheduling setiap waktu tertentu kontrol aktif mengakibatkan MAV lebih stabil, tidak mengalami osilasi yang berlebih atau bisa mempertahankan diarea jarak setpoint, akan tetapi untuk menuju setpoint ketinggian membutuhkan waktu yang cukup lama.

3. Nilai $K_p=0,6$ dan $K_d= 0.624$ dan kontrol diaktifkan secara free running sistem stabil masih dijangkauan area setpoint, respon kontrol terhadap perubahan data sensor lebih cepat.
4. Untuk sensor ketinggian menggunakan sonar yang diuji coba memiliki keterbatasan jangkauan yang tidak bisa mendeteksi ketinggian dibawah 6 inchi. Selain itu ketinggian aktual dimungkinkan tidak sama dengan hasil pembacaan akibat kemiringan helikopter ketika bergerak.
5. Persen error pada MAV heli untuk menjaga ketinggian didapatkan sebesar 31,91% dengan range setpoint sebesar 30%. Sehingga didapatkan tingkat keberhasilan untuk menjaga ketinggian sebesar 68.09% dari pengujian yang telah dilakukan.

VI. DAFTAR PUSTAKA

- [1] Gusto, Randi “ Perancangan, Pembuatan, dan Pengujian Fan Rotor Koaksial Dalam Saluran Untuk Pesawat Tanpa Awak”, Tugas Akhir: T. Mesin ITB:2008
- [2] Davied D, Finley “Hardware-In-Loop Simulation Untuk Wahana Terbang Tanpa Awak Jenis Sayap Putar: Pengembangan Model dan Pengendali PID Riam”, Tugas Akhir: T. Elektro ITB: 2008
- [3] Agustian, Eric, “Desain dan Implementasi Sistem Kendali PID Digital Pada Sirip Dan Kontrol Geleng (Rudder) dan Sirip Angguk (Elevator) Model ROKET”, Tugas Akhir: T.Elektro ITB:2007
- [4] Kortiko, Fanani “Rancang Bangun Sistem Penjejak Obyek menggunakan kamera CMU dilengkapi dengan kontrol PID dan Prediksi Gerakan”, Tugas Akhir : T. Elektronika PENS-ITS: 2009
- [5] Prasetya, yudo “Sistem Penginderaan Nyala Api Pada Robot KRCI 2008 (ROBOT AS-SYUKR)”, Tugas Akhir: T.Elektronika PENS-ITS:2008
- [6] MaxBotix, Inc. “The LV-MaxSonar High Performance Ultrasonic Range Finders”. 2007. <http://www.maxbotix.com>.
- [7] Y. Alperin, R.Graves, C.Jerry, J.McClintock, E.Sobel “ Desain and Control Of An Helicopter Autonomous ”, Project Report: Science Worcester Polytechnic Institute : 2008
- [8] G. Cai, L. Feng, B.M.Chen , T.H. Lee “Systematic design methodology and construction of UAV helicopters”, Journal : Department of Electrical and Computer Engineering, National University of Singapore : 2008
- [9] Melexis, Inc “Hall Effect Cam Sensor” 2000. <http://www.melexis.com>
- [10] Hobby-Estore “ ESky Big Lama Outdoor 4 CH 2.4 Ghz Electric Coaxial Helicopter RTF”2010. www.Hobby-Estore.Com